0254-6124/2018/38(6)-960–11 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

WANG Lianguo, ZHU Yan, ZHOU Changyi, AN Junshe, RAO Jianing. Integrated payload OBDH technology for deep space exploration (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2018, **38**(6): 960-970. DOI:10.11728/cjss2018.06.960

面向深空探测应用的集成一体化载荷数管技术 *

王连国[1,2] 朱 岩[1] 周昌义[1] 安军社[1] 饶家宁[1]

1(中国科学院国家空间科学中心 复杂航天系统电子信息技术重点实验室 北京 100190)

2(中国科学院大学 北京 100049)

摘 要 深空探测对探测器有效载荷电子学及数管的轻小型化和自主能力提出了更高要求. 将各载荷电子学与传统的载荷数管集成一体化设计, 构建新型高度集成的载荷数管体系结构, 可以实现资源集约利用, 提高信息融合能力, 利于实施自主管理. 本文介绍了嫦娥系列探测器载荷电子学及数管设计的现状; 提出两种新型一体化载荷数管体系结构, 其中第一种低成本集成化方案已应用在中国首次火星探测任务中; 通过对未来深空探测载荷数管的技术需求进行分析, 对载荷数管发展趋势进行了展望.

关键词 深空探测, 载荷数管, 载荷电子学, 集成一体化

中图分类号 V 446

Integrated Payload OBDH Technology for Deep Space Exploration

WANG Lianguo[1,2] ZHU Yan[1] ZHOU Changyi[1]

AN Junshe[1] RAO Jianing[1]

1(*Key Laboratory of Electronics and Information Technology for Space Systems, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

2(*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

Abstract Deep space explorations put forward higher requirements on miniaturization and autonomy to probe's payload On-board Data Handling (OBDH) system. The novel highly integrated payload OBDH architecture is constructed by integrating payload electronics units and traditional payload OBDH units. This architecture can realize intensive use of resources, improve information unification and implement onboard autonomy conveniently. Payload OBDH architectures of the Chang'E series probes are introduced. Two novel integrated payload OBDH architectures are proposed, the low-cost scheme has been applied to China's first Mars exploration. Payload OBDH technical requirements for future deep space exploration are analyzed, and payload OBDH development trends are prospected.

Key words Deep space exploration, Payload OBDH, Payload electronics, Integration

* 国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

2017-11-27 收到原稿, 2018-05-30 收到修定稿

E-mail: wanglg@nssc.ac.cn

0 引言

美国、俄罗斯、欧空局、日本、印度等国家和组织近年来都在实施各自的深空探测计划, 将深空探测作为重点发展的航天领域之一. 当前又进入一个深空探测研究的高潮阶段 [1]. 中国继成功实施嫦娥一号、二号、三号工程后, 正在施行嫦娥四号、五号工程, 首次火星探测工程也已立项, 未来还将实施第二次火星探测任务, 开展小行星探测和木星探测任务 [2].

深空探测器与地球轨道探测器相比有许多不同之处. 首先是资源约束苛刻, 对重量、体积、能源、数据量都有严格要求. 其次, 深空探测器与地面的通信机会有限且时间间隔较长, 其必须在长时间没有监控的情况下运行和进行科学探测. 因此深空探测器除了需要自主确定飞行姿态和轨道外, 还应对探测器的工作状态进行自主监测, 能够在一定范围内自主决定要实施的任务, 并且对出现的一些故障进行在轨自主定位、诊断、修复或者重构 [3].

深空探测器是一种高度复杂的系统, 应采用合适的系统分层管理模式. 嫦娥卫星采用了递阶控制结构设计 [4]: 第一级为系统级, 主要完成卫星飞行模式和工作模式规划和控制; 第二级为分系统级, 通过分系统的核心管理设备接收系统级任务要求, 从执行级和系统级收集相关状态信息, 并根据一定的任务调度算法实施控制和管理措施; 第三级为执行级, 完成卫星所有底层的指令执行、遥测采集等操作. 本文研究对象是分系统级的核心管理设备, 即有效载荷的数据管理系统 (简称载荷数管).

1 集成一体化设计

针对深空探测任务的特点, 尤其是行星巡视探测的探测任务, 载荷电子学必须实现轻小型化, 同时具备一定的自主能力. 如果各个载荷的电子学部分分别设计, 虽然各自可实现轻小型化, 但是需要独立的机箱、供电及高性能处理器, 无法实现资源集约利用, 难以实现统一管理. 因此需要改变传统的方式, 考虑载荷一体化设计, 进行统一管理, 减小重量、功耗和体积, 同时解决舱外设备工作环境温度低的问题. 故尽可能将载荷的探头部分与电子学部分分离, 将分离出的电子学部分与载荷数管集成到一起, 构成载荷控制器 (电控箱). 这样可以利用高集成度、高性能的载荷数管实现载荷集中供电、集中管理、集中数据处理、集中与探测器平台综合电子系统接口. 通过对各载荷硬件资源集成, 提高软硬件复用能力, 优化载荷电子学结构, 合理划分软硬件功能, 以比较低的硬件代价满足系统功能及性能需求. 集成一体化方式的优点如下.

(1) 共用机箱, 减小重量和体积.

(2) 集中供电、集中与探测器综合电子系统接口, 减小整个有效载荷系统的能耗, 简化载荷与平台综合电子系统接口.

(3) 集中管理、集中数据处理, 减小各载荷电子学的复杂度, 降低成本, 便于实现整个有效载荷系统在轨自主健康管理和科学探测, 提高智能化程度.

2 嫦娥系列探测器载荷数管

2.1 嫦娥一号、嫦娥二号

嫦娥一号卫星于 2007 年 10 月成功完成环月探测, 嫦娥二号卫星于 2010 年 10 月成功完成环月先导探测, 并完成了多阶段拓展任务. 这两颗卫星的计算和控制任务比较集中的主要是数管分系统、导航制导与控制 (GNC) 分系统以及有效载荷分系统, 星上电子系统采用分级分布式体系结构 [5]. 基于整星的体系结构设计, 载荷数管采用基于 1553B 总线的分布式系统. 由于嫦娥一号和嫦娥二号卫星载荷数管的体系结构类似, 这里以嫦娥一号的载荷数管为例, 介绍分布式的载荷数管体系结构.

载荷数管的设计目标是通过载荷数管设备利用通信网络将分散的有效载荷有机连接在一起, 构成相对独立的有效载荷系统, 实现系统故障隔离, 统一与卫星接口. 载荷数管由总线控制器、高速复接器、大容量存储器、远置终端和载荷配电器组成, 采用分布式结构, 将 1553B 作为有效载荷的通讯网络, 系统框图如图 1 所示 [6]. 具有微处理器的智能化载荷直接挂接 1553B 总线, 例如微波探测仪、伽马/X 射线谱仪、立体相机和干涉成像光谱仪. 不具有微处理器并且传输数据速率较低的载荷连接到远置终端, 通过远

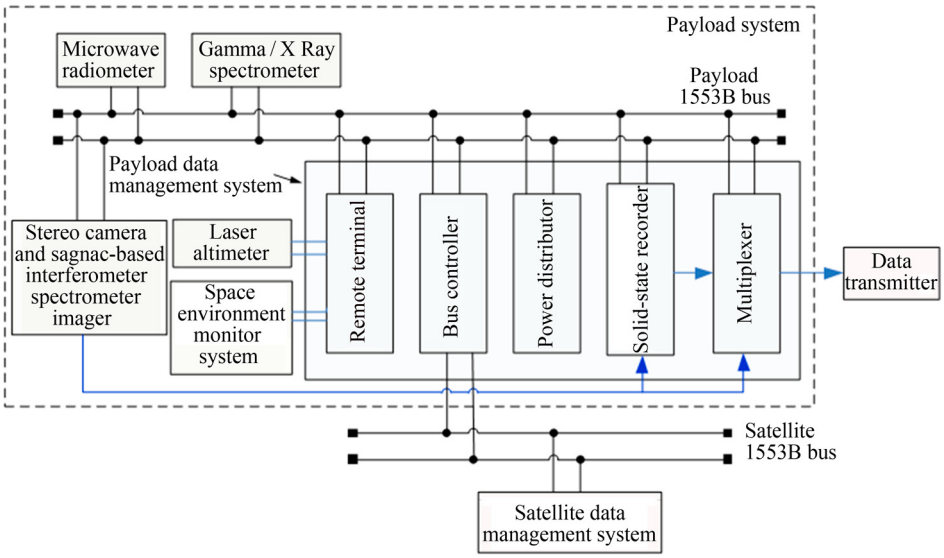


图 1 嫦娥一号载荷数管系统

Fig. 1 System diagram of Chang'E-1 payload OBDH

置终端与 1553B 总线进行信息交换, 例如激光高度计和空间环境探测仪. 另外, 立体相机和干涉成像光谱仪输出的图像数据率较高, 适于直接连接系统的高速数据接口, 即大容量存储器和高速复接器.

嫦娥一号卫星载荷数管特点如下 [7]: 通过载荷 1553B 总线将所有有效载荷有机连接在一起, 同时采用双层总线的拓扑结构将有效载荷系统与卫星系统连接成一个整体. 这种拓扑结构层次清晰, 控制流和数据流向合理, 实现了有效载荷系统与卫星平台系统以及有效载荷与载荷数管的分级故障隔离, 有利于采取故障对策.

2.2 嫦娥三号、嫦娥四号

2013 年 12 月, 嫦娥三号探测器成功着陆在月球虹湾地区, 玉兔号月球车进行了月面巡视探测. 嫦娥四号正在研制中, 嫦娥四号是嫦娥三号的备份, 目标是实现人类首次月球背面软着陆和巡视勘察 [8], 虽然嫦娥四号的有效载荷相比嫦娥三号变化较大, 但是嫦娥四号载荷数管和探测器平台的基本架构继承了嫦娥三号, 这里以嫦娥三号载荷数管为例, 介绍集中式载荷数管体系结构.

嫦娥三号实现了月球软着陆和巡视探测任务, 与嫦娥一、二号相比, 其对重量、体积、功耗等的约束更加严格, 对自主管理能力也要求更高, 因此必须采取集成化的设计思路, 在减轻系统重量的同时实现复杂功能 [5].

嫦娥三号巡视器有效载荷包括全景相机、测月雷达、红外成像光谱仪、粒子激发 X 射线谱仪 [9]. 载荷数管通过集成一体化的载荷电控箱实现, 载荷电子学单元也集成到载荷电控箱中, 如图 2(a) 所示. 载荷电控箱实现集中供电、管理、数据处理及与巡视器综合电子系统接口.

载荷电控箱由电源单元、数据处理单元、数据存储单元、测月雷达电子学单元、粒子激发 X 射线谱仪电子学单元、红外成像光谱仪电子学单元 6 部分组成. 电源单元、数据处理单元、数据存储单元为公用部分, 测月雷达单元、粒子激发 X 谱仪电子学单元、红外成像光谱仪电子学单元为各载荷专用. 公用部分是双冗余冷备份, 专用部分无备份.

嫦娥三号着陆器有效载荷包括地形地貌相机、极紫外相机、月基光学望远镜、降落相机 [10]. 载荷数管也是通过集成一体化的载荷电控箱实现, 部分载荷的电子学单元也集成到载荷电控箱中, 如图 2(b) 所示. 载荷电控箱由公用的计算机单元、电源配电单元、遥测及总线单元、测控接口单元, 以及载荷专用的极紫外电子学单元、月基望远镜电子学单元、地形地貌相机电子学单元组成. 公用部分是双冗余冷备份, 专用部分无备份.

巡视器和着陆器的载荷电控箱中各专用电子学部分实现各自设备的控制及与头部 (天线) 的接口, 公用部分统一实现探测设备遥测遥控、数据获取、打

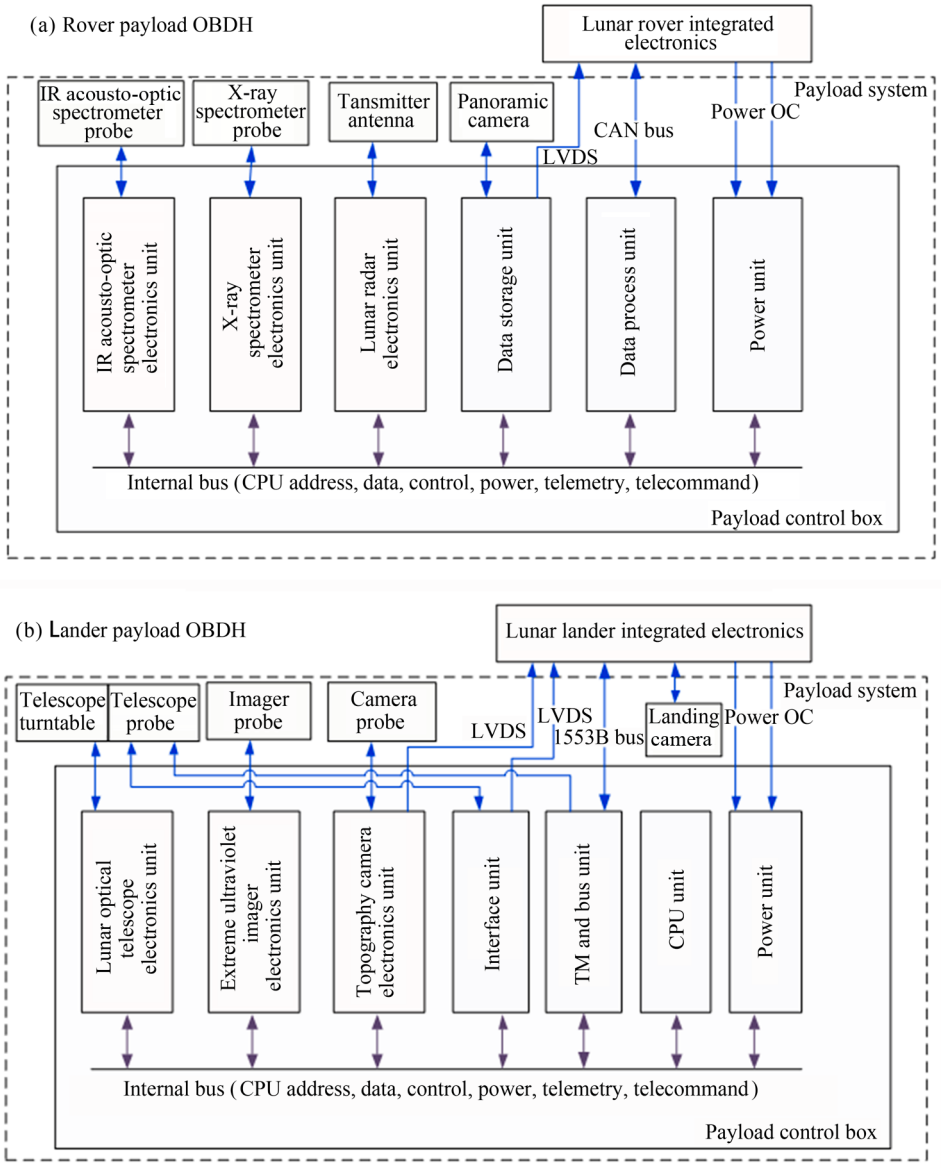


图 2　嫦娥三号载荷数管系统

Fig. 2　System diagram of Chang'E-3 payload OBDH

包缓存; 为各电子学单元提供一次、二次电源及电源管理; 通过 CAN/1553B 总线与巡视器/着陆器综合电子系统间传递控制命令、数据注入、工程参数等信息; 通过 LVDS 接口向巡视器/着陆器综合电子系统发送缓存后的有效载荷科学数据和工程参数; 对有效载荷进行工作模式控制和设备状态监视, 在有效载荷系统发生局部故障情况下进行故障隔离和系统重构.

巡视器载荷电控箱机箱结构见图 3. 这里采取了多种减重措施, 包括采用镁合金材料加工, 各单元间采用层迭式结构, 各块电路板之间电信号通过板间连接器联接, 构成总线形式的插接, 实现无引线式的连接, 有利于电路板的抗震性并减轻重量. 考虑 EMC 性能, 采用台阶形式的搭接面, 减少电磁泄漏. 着陆器载荷电控箱机箱采用了类似设计.

嫦娥三号载荷数管特点如下: 针对嫦娥三号探测器的重量和功耗限制以及有效载荷工作模式多样、控制复杂、多种数据实时处理等特殊需求, 采用高性能、高可靠性、高功能密度比、多载荷电子学紧耦合有效载荷管理一体化设计方案. 实现对有效载荷高效自主控制和数据处理, 集中供配电, 载荷系统健康

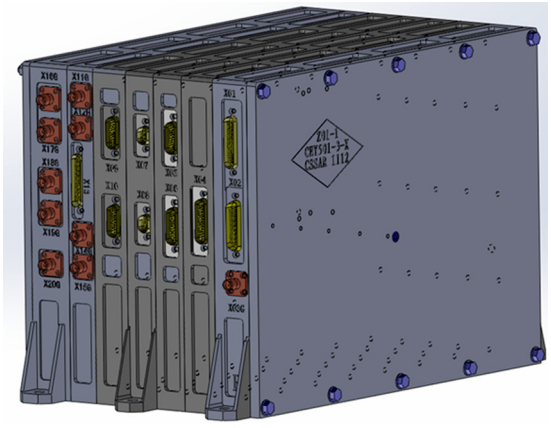


图 3 嫦娥三号巡视器载荷电控箱结构

Fig. 3 Chassis structure of Chang'E-3 payload control box

管理等功能, 完成对有效载荷统一管理以及与探测器系统的信息交互.

嫦娥三号载荷数管的主要技术创新点如下.

(1) 首次在中国的航天器上提出并实现载荷数管与多载荷电子学紧耦合轻小型一体化设计, 实现功能和资源复用, 有效提高了系统功能密度, 解决了系统重量、功耗和体积严重不足的问题.

(2) 首次在中国的重大任务航天器中设计实现了处理能力达到 86MIPS 的高性能高可靠计算机. 嫦娥三号探测器有效载荷对计算机有很高的实时处理能力要求, 需要对图像和数据进行比较、积分、分析、窗口选择、压缩等处理, 同时需要并行管理多个载荷. 因此使用 SPARC V8 系列高性能 CPU (AT697F), 此 CPU 为 32 位微控制器, 具有浮点运算功能, 处理能力可达 86MIPS, 运行 Vxworks 实时操作系统, 有效解决了多个有效载荷复杂的大数据量实时综合处理问题.

(3) 设计了适用于多有效载荷应用软件并行独立开发、高效集成的系统架构, 首次在中国的航天器上实现多载荷紧耦合系统处理软件的协同设计与工作. 针对有效载荷多种工作模式和数据处理需求, 设计了基于实时多任务操作系统 VxWorks 的软件平台和集成多有效载荷应用软件的系统架构. 该架构分为操作系统软件、载荷管理软件、载荷应用软件三个层次. 这些软件由不同研制单位协同设计完成, 共同组成一个大型的嵌入式软件, 同时运行在一个嵌入式操作系统中.

3 新型集成一体化载荷数管体系结构

中国未来的深空探测计划中将继续进行月球探测, 并进行更远距离的火星等行星探测, 实现环绕探测、软着陆、就位探测和巡视探测以及采样返回等多种探测模式.

在嫦娥三号载荷数管基础上, 从有效载荷顶层设计出发, 分析未来有效载荷的需求特点, 同时根据航天综合电子技术的发展趋势, 提出了新型载荷电子学集成一体化的载荷数管系统构架, 在有限资源的条件下最大限度满足科学探测的需求.

该新型一体化体系结构有两个新特点.

(1) 内部总线串行化. 将集成在机箱内的各电子学单元之间接口串行化, 在各电子学板功能集成的前提下实现接口解耦合. 在嫦娥三号载荷电控箱中, 各电子学单元直接挂接到 CPU 的数据总线、地址总线、控制线上. 因此在载荷电控箱集成前, 各载荷单独调试和试验时需要公用部分 CPU 的配合, 所需地检资源多. 同时由于所有有效载荷电子学共用 CPU 总线, 会产生相互影响和时序竞争. 接口改用标准的串行总线后, 地检设备可以简化, 在载荷电控箱集成前即可对各载荷进行充分的测试和试验验证, 减小集成后出现时序问题的风险.

(2) 标准化接口. 各功能单元间采用标准 UART, 1553 B, spacewire 接口以及统一的应用层协议. 公用部分具有高性能的 CPU 和 FPGA 支持, 作为总线的控制端, 各载荷电子学作为从端挂接到总线上. 载荷电子学一般使用 FPGA 进行控制, 为了协调一致, 由公用部分统一提供总线上主控端和从属端的接口 IP, 载荷电子学 FPGA 内部通过 AMBA 总线接口挂接这些接口 IP. 标准化接口及协议可加快设计和开发进程, 提高可重复利用性.

通过对深空探测任务进行需求分析, 有些探测任务需要高性能处理能力, 对重量、功耗、数据量等约束较为宽松, 而有些距离遥远的探测任务并不需要高性能的处理能力, 但对重量、功耗、数据量等约束苛刻. 针对这两种不同的深空探测任务提出了两种体系结构.

3.1 体系结构 1

体系结构 1 是一种中等处理性能、低功耗、低成本的集成化方案, 如图 4 所示. 其中公用部分是高

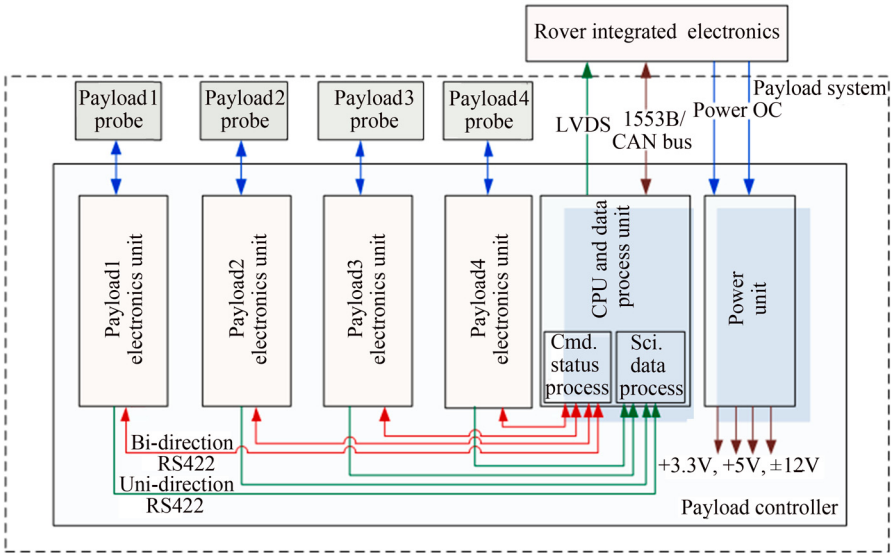


图 4 新型集成一体化载荷数管体系结构 1

Fig. 4 Novel integrated architecture 1 of payload OBDH

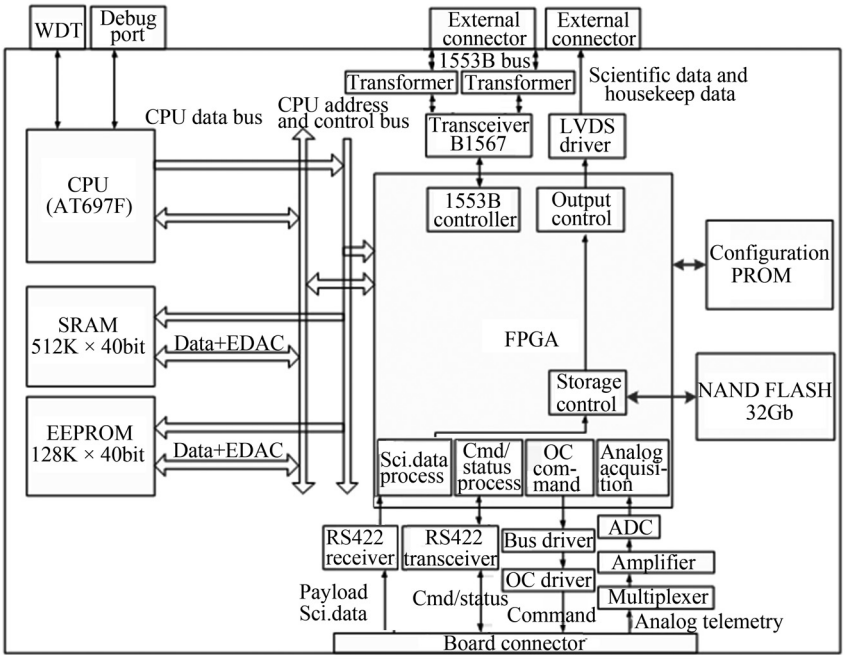


图 5 计算机与数据处理单元原理

Fig. 5 Functional diagram of computer and data process unit

度集成的计算机与数据处理单元和电源单元. 计算机与数据处理单元的原理见图 5, CPU 采用 AT697F, 运行频率为 64 MHz, FPGA 集成了 1553B 控制器、NAND FLASH 存储控制、科学数据处理、命令/状态处理、OC 指令发送、模拟量采集等功能. 各载荷电子学完成相应载荷探测仪器的控制, 公用部分集中完成整个有效载荷系统的数据管理, 包括转发各载荷命令, 组织各载荷遥测参数, 采集各载荷科学数据并进行压缩、组包、存储等.

公用部分与载荷电子学之间的控制接口使用双向 RS422 方式, 数据接口使用单向 RS422 方式, 均为点对点连接, 采用标准 UART 协议, 控制接口波

特率为 115 200 bit·s^{-1}, 数据接口波特率 1 Mbit·s^{-1}. 分析目前和未来的一些深空探测任务需求可知: 控制接口实时性需求不高, 波特率为 115 200 bit·s^{-1} 可以满足需求; 受对地通信限制, 载荷的数据率不高, 1 Mbit·s^{-1} 可以满足载荷数据传输需求.

体系结构 1 有以下特点.

(1) 内部控制接口和数据接口都使用点对点串口. 该接口方式简单, 占用资源少, 成本低, 便于各电子学单元独立调试和测试, 并进行故障检测与隔离.

(2) 设计了适合深空探测应用的控制接口. 该控制接口用于向载荷电子学发送串行数据指令, 获取载荷的工作状态参数. 采用 RS422 主从式半双工接口方式, 为减少接口信号数量, 使用同一对差分线, 分时进行发送和接收. 采用主从式通信方式, 公用部分为主机, 各载荷电子学单元为从机, 采用主动应答式的握手协议. 为保证通信可靠性, 制定了完备的通信协议, 包括响应时间、超时时间、字节间距、重传机制、错误状态等. 针对深空探测对地通信能力弱和延迟大的特点, 优化设计了数据指令, 如图 6 所示. 缩短指令长度, 统一各载荷的指令格式, 对指令应答码和应答遥测数据格式也进行了统一, 便于在轨自主按事件表执行指令以及进行在轨健康管理.

3.2 体系结构 2

体系结构 2 是一种高性能的集成化方案, 如图 7 所示, 提高了 CPU 和总线性能, 以适应未来在轨数据处理及自主探测等对计算能力和传输能力的需求.

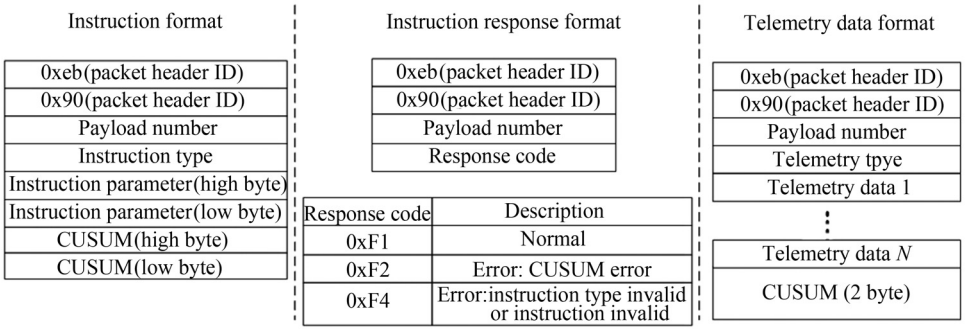


图 6 控制接口数据格式

Fig. 6 Data format of control interface

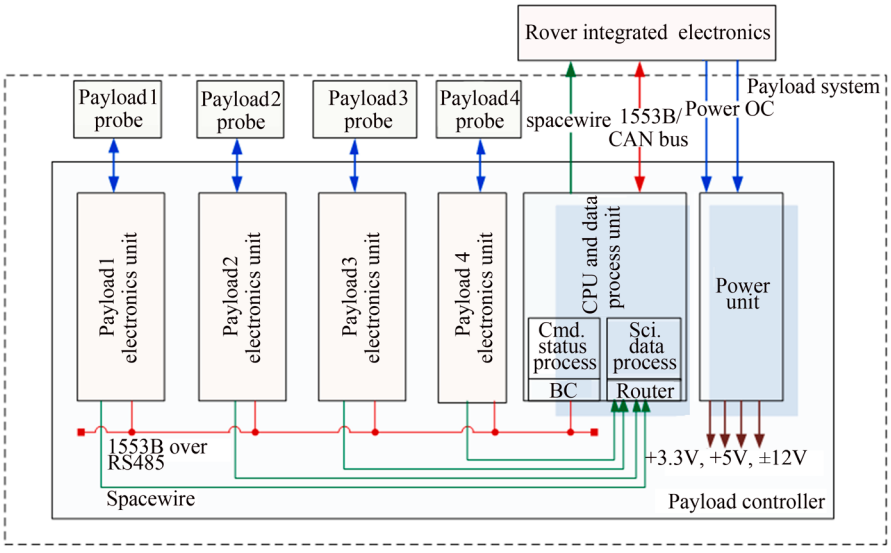


图 7 新型集成一体化载荷数管体系结构 2

Fig. 7 Novel integrated architecture 2 of payload OBDH

公用部分也是高度集成的计算机与数据处理单元和电源单元. 公用部分与各载荷电子学间的控制接口改为使用 RS485 电气标准的 1553B 总线, 数据接口改为 Spacewire 总线. 1553B 总线的控制器和简易终端 [11] 以及 Spacewire 总线的路由器和终端均采用自行开发的 IP, 在 FPGA 内实现. CPU 选用抗辐照加固龙芯 SOC WH1770, 处理能力为定点 300MIPS, 浮点 50MIPS.

体系结构 2 有以下特点.

(1) 设备内部使用 1553B 作为控制总线, Spacewire 作为数据总线. 1553B 总线和 Spacewire 总线在航天领域已有大量应用, 但都是在设备间使用. 通过对这两种总线进行优化, 可以在设备内部各单元间使用, 并且可进一步实现内外部 1553B 总线和 Spacewire 总线的一体化设计.

(2) 基于 RS485 电气标准的 1553B 总线 [12]. 传统 1553B 总线需要专用的协议芯片、收发器、变压器, 功耗大且占用空间大, 不满足轻小型化要求. 为此, 提出了适合设备内部使用的 1553B 总线, 底层电气标准使用 RS485, 上层协议使用 1553B. 采取了两个措施: 一是在 FPGA 实现时, 对传统协议芯片进行改进和创新, 将 BC 与 RT 功能分开, RT 功能简化为简易终端, 实现资源的优化配置和低功耗; 二是去掉变压器, 使用 RS485 电气标准的收发器, 可降低功耗, 减小空间占用.

(3) 改进 Spacewire 节点和路由器. 体系结构 2 中的 Spacewire 总线用于传输载荷科学数据, 数据流向主要是各载荷到计算机与数据处理单元, 载荷间的数据交互很少. 另外, 对 Spacewire 信息包层的包格式进行了具体定义, 对不同载荷不同应用过程产生的包格式进行了统一. 根据这些特点对节点和路由器进行优化, 如图 8 所示. 对于载荷端, 节点中集成了组包功能, 载荷电子学通过收发 FIFO 与 Codec 进行数据传输. 对于路由器端, 其主要功能是进行载荷数据合路, 使用传统的路由器将 4 路载荷数据通过一个路由出口输出给科学数据处理模块的方式效率低. 因此改为 4 个 Codec 各有一个直接并行端口输出给科学数据处理模块的方式, 4 路载荷可以并行向科学数据处理模块发送数据.

3.3 两种体系结构比较

两种新型载荷电子学集成一体化的载荷数管体系结构既有相同特点, 也有各自特点, 可根据不同深空探测任务的需求进行选择. 两种体系结构的比较见表 1.

3.4 新型体系结构应用情况

采用体系结构 1 的载荷电子学集成一体化设计方案已在研制中的中国首次火星探测着陆巡视器上应用, 进行了初样电性件阶段有效载荷系统联试和整器测试. 结果表明该方案简洁、高效、可靠, 功耗低、成本低, 适合深空巡视探测类任务的载荷数据管理.

4 深空探测载荷数管技术需求及发展趋势

根据嫦娥系列探测器载荷数管的设计, 提出新型集成一体化载荷数管体系结构. 该新型体系结构能够从硬件资源层面适应未来深空探测任务, 并且集成一体化设计在软件及信息流层面以便于实施自主管

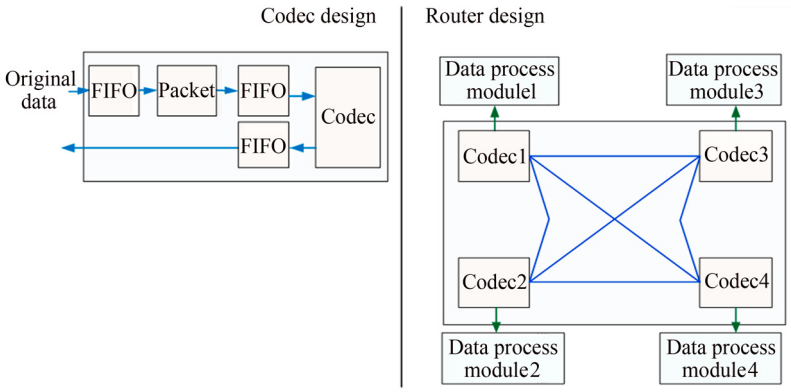


图 8 改进的 Spacewire 节点和路由器

Fig. 8 Improved Spacewire node and router

表 1 两种体系结构比较

Table 1 Comparison of two architectures

Characteristics	Architecture 1	Architecture 2
CPU ability	middle, 86 MIPS	high, 300 MIPS
Internal bus	RS422	1553 B, Spacewire
External bus	1553 B, LVDS	1553 B, Spacewire
Power dissipation	low	middle
Cost	low	middle
Integration with payload Electronics	yes	yes
Interface with payload	simple	complicated
FLASH storage	yes	yes
	throughput low	throughput high

理. 但是这两种新型体系结构在高性能计算、自主科学探测、智能健康管理方面仍需进一步发展, 以满足智能化载荷和自主科学探测的需求. 在此硬件平台基础上, 载荷数管整体需要向智能化方向发展.

目前为嫦娥系列探测器和火星探测器研制的载荷数管在智能化方面仍处于初级阶段. 在健康管理方面采用简单的基于预设规则的健康管理方法, 不具有自主故障推理、预测和定位能力. 在科学探测方面采用简单的基于延时指令表、宏指令或预设工作模式表的控制方式, 不具有自主探测目标选取、指向, 科学数据甄别、按优先级排序, 科学现象在轨发现以及突发科学事件自主跟踪观测能力.

未来深空探测任务的智能化程度必定更高, 作为载荷智能化探测管理中心的载荷数管需解决一系列关键技术, 例如高性能在轨计算能力、高效数据压缩和处理方法、智能在轨健康管理以及面向科学探测的自主技术等, 其中高性能计算能力和高效数据处理是提升智能化的支撑.

4.1 高性能计算

随着 SOC 技术的发展, 基于多核 SOC 的星载高性能计算机逐渐得到应用. 英国萨里大学提出了一种用于行星着陆器的双核星载计算机 [13], 在 RTAX-4000 FPGA 中集成两个 LEON 3 处理器软核, 两个处理器共享 AHB 总线, 并集成遥控解码器、遥测编码器及 spacewire 接口. NASA JPL 在深空探测立方体卫星中 [14] 使用 Aeroflex GR712 双核处理器 (LEON 3FT), 单核性能可达 134 DMIPS. Aeroflex 新研制的 GR740 是四核处理器 (LEON 4FT)[15], 工作频率可达 250 MHz, 单核性能可达 425 DMIPS, 集成 spacewire 路由器、以太网接口、1553 B 总线接口及 CAN 总线接口等. 这些采用设计加固 (radiation-hard-by-design) 方法的抗辐照多核 SOC 将是未来的发展趋势.

4.2 数据压缩

数据压缩对深空探测是必不可少的, 数据压缩算法应具有较好的容错性能和较低的算法复杂度. 需根据不同类型数据特点, 选择合适的压缩算法.

深空探测图像类数据可以采用差分脉码调制 DPCM 压缩算法 (嫦娥一号), CCSDS-LDC 压缩算法 (Mars Odyssey), 基于分层树集合分割 SPIHT 压缩算法 (嫦娥二号、嫦娥三号), 图像压缩算法 ICER (NASA Mars Exploration Rovers), JPEG-LS 压缩算法 (嫦娥三号), JPEG2000 压缩算法 (Solar Orbiter), CCSDS-IDC 压缩算法, 并综合运用缩略图、基于感兴趣区域 (ROI) 的压缩和渐进式传输技术. 基于压缩感知理论的深空图像压缩技术 [16,17] 是当前研究的一个方向, 压缩感知能够实现以远低于奈奎斯特频率的采样率对信号进行压缩采样, 有助于解决深空图像采样速率高、存储需求大以及传输速率低等问题. 高效高质量解压缩及编码端低复杂度等是深空背景下图像压缩的发展趋势.

另外, 雷达回波类数据压缩可采用基于柔性分块的自适应量化算法 (FDBAQ), 磁场类数据压缩可采用 CCSDS RICE 无损压缩.

4.3 健康管理

深空探测目标距离地球遥远, 无法进行实时测控, 对在轨自主健康管理的能力需求更为迫切. 目前中国常用的健康管理技术是基于遥测信息对载荷设备运行状况进行判断, 主要由地面控制人员判读, 能够实时在轨判断的情况较少. 即使实时在轨判断运行状况也是基于预设规则, 缺少灵活性. 应建立详细的深空探测载荷状态模型和故障模型, 通过基于模型、信号处理、人工智能等故障诊断方法, 快速进行故障推理、定位及故障模式判断. 当发现故障时, 利用适当的故障恢复策略进行系统故障恢复、隔离或重构 [18].

4.4 自主科学探测

自主技术通常用于星务管理、资源控制、健康监测等保障航天器正确运行的基本任务. 这些自主技术一般基于预设规则自主执行. 随着技术的成熟和发展, 自主技术将更加注重深空探测任务的核心科学目标的实现程度, 突出科学数据的处理、科学现象的在轨发现、突发科学事件的自主跟踪观测等面向科学的自主功能 [18], 增加任务的科学回报. 例如, 在 MER (Mars Exploration Rover) 任务中, 火星车可以通过图像处理和比较检测沙尘暴的出现, 通过定位地平线和找出天空中密度差异区域检测云的出现 [19,20]. 在 MSL (Mars Science Laboratory) 任务中, 智能目标选取系统可以通过宽视场的导航相机图像自动选择目标岩石, 并指向纹理或结核处, 进行窄视场的 LIBS (Laser Induced Breakdown Spectrometer) 探测和显微成像 [21,22]. 一些新型的智能自主科学探测方法正在研究中, 如基于 FPGA 的深度学习方法 [23]. 自主科学探测需解决两方面关键技术 [18]: 一是在轨特征识别, 采用模式识别、数据统计、机器视觉等技术实现; 二是在发现科学目标和突发科学事件后, 进行科学探测任务在轨重新规划.

5 结语

深空探测是当前各国航天机构的研究热点, 随着科学目标的复杂化, 需要更多先进载荷和复杂的科学探测流程, 这对载荷电子学及整个有效载荷系统的数据管理提出了更高要求. 通过将载荷电子学和载荷数管集成一体化设计, 实现了系统资源共享和信息综合处理, 便于进行在轨自主健康管理和自主科学探测.

目前, 中国对深空探测的探测器平台健康管理、自主导航、任务规划等方面研究较多, 但对有效载荷的健康管理和自主科学探测研究相对较少. 有效载荷设备一般都是新研产品, 载荷状态模型和故障模型不太健全, 各载荷探测方式也有较大差别, 难以用特定的几种算法实现自主科学探测. 因此, 需要加强相关研究, 逐步提高有效载荷健康管理和自主探测能力, 以获取更多的科学产出.

参考文献

[1] TOMAS DE, JMATEO SANGUINO. 50 years of rovers for planetary exploration: a retrospective review for future directions [J]. *Robot. Auton. Syst.*, 2017, **94**: 172-185

[2] XIN Hua. China will implement four major deep space missions in the future [J]. Space Exploration, 2017(03): 5 (新华. 中国未来将实施四次重大深空探测任务 [J]. 太空探索, 2017(3): 5)

[3] SUN Zezhou, MENG Linzhi. Current situation and sustainable development trend of deep space exploration in China [J]. *J. Nanjing Univ. Aeron. Astron.*, 2015, **47**(6): 785-91 (孙泽洲, 孟林智. 中国深空探测现状及持续发展趋势 [J]. 南京航空航天大学学报, 2015, **47**(6): 785-91)

[4] ZHANG Meng, MENG Linzhi, HUANG Jiangchuan, *et al.* Design and implementation of Chang'E satellite's high reliable electronic information system based on multilevel control structure [J]. *Sci. Sin: Technol.*, 2013, **43**(7): 739-747 (张猛, 孟林智, 黄江川, 等. 基于多级控制结构的嫦娥卫星高可靠电子信息体制设计与实现 [J]. 中国科学: 技术科学, 2013, **43**(7): 739-747)

[5] CHEN J X, ZHANG Z, WANG L, *et al.* Design and realization of the integrated electronic system for the Chang'E-3 lunar rover [J]. *Sci. Sin. Tech.*, 2014, **44**(5): 450-460 (陈建新, 张志, 王磊, 等. 嫦娥三号巡视器综合电子系统的设计与实现 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, **44**(5): 450-460)

[6] SUN H X, DAI S W. Mission objectives and payloads for the first lunar exploration of China [J]. *Acta Astron.*, 2005, **57**(2-8): 561-565

[7] CHEN Xiaomin, SUN Huixian. Payload OBDH system of Chang'E-1 satellite [C]//The 18th. academy meeting of Space exploration professional committee of China space science society. Sanxia: Chinese Society of Space Science, 2005 (陈小敏, 孙辉先. 嫦娥一号卫星有效载荷数据管理系统 [C]//中国空间科学学会空间探测专业委员会第十八次学术会议论文集. 三峡: 中国空间科学学会, 2005)

[8] WU W R, WANG Q, TANG Y H, *et al.* Design of Chang'E-4 lunar farside soft-landing mission [J]. *J. Deep Space Explor.*, 2017, **4**(2): 111-117 (吴伟仁, 王琼, 唐玉华, 等. "嫦娥 4 号" 月球背面软着陆任务设计 [J]. 深空探测学报, 2017, **4**(2): 111-117)

[9] DAI Shuwu, WU Ji, SUN Huixian, *et al.* Chang'E-3 lunar rover's scientific payloads [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(3): 332-340 (代树武, 吴季, 孙辉先, 等. 嫦娥三号巡视器有效载荷 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(3): 332-340)

[10] JIA Yingzhuo, DAI Shuwu, WU Ji, *et al.* Chang'E-3 Lander's scientific payloads [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(2): 219-225 (贾瑛卓, 代树武, 吴季, 等. 嫦娥三号着陆器有效载荷 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(2): 219-225)

[11] ZHOU Li, AN Junshe, XIE Yan, *et al.* Design of a 1553 B IP core based on ASIC technology [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(1): 127-136 (周莉, 安军社, 谢彦, 等. 基于 ASIC 技术的 1553 B IP 核的设计 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(1): 127-136)

[12] ZHOU Li, AN Junshe. Design of a RS485-to-1553 B bus bridge [C]//2013 International Conference on Cyber-Enabled Distributed Computing and Knowledge Discovery. Beijing: IEEE Computer Society, 2013: 255-258

[13] VLADIMIROVA T, FAYYAZ M, SWEETING M N, *et al.* A novel autonomous low-cost on-board data handling architecture for a pin-point planetary lander [J]. *Acta Astron.*, 2011, **68**(7/8): 811-829

[14] IMKEN T, CASTILLO-ROGEZ J, HE Y, *et al.* CubeSat flight system development for enabling deep space science [C]//2017 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2017: 1-14

[15] GR740-UM-DS [OL]. Aeroflex. [2017-01-01]. https://www.gaisler.com/doc/gr740/GR740-UM-DS.pdf

[16] YE Hao. Compressed Sensing Based Compression and Reconstruction of Deep Space Image [D]. Chongqing: Chongqing University of Posts and Telecommunications, 2016 (叶浩. 基于压缩感知的深空图像压缩采样与恢复算法研究 [D]. 重庆: 重庆邮电大学, 2016)

[17] LIU Yunlu. Research on Image Compression Based on Compressed Sensing in the Deep Space [D]. Harbin Institute of Technology, 2015 (刘云路. 基于压缩感知的深空探测图像压缩研究 [D]. 哈尔滨工业大学, 2015)

[18] CUI P Y, XU R, ZHU S Y, *et al.* State of the art and development trends of on-board autonomy technology for deep space explorer [J]. *Acta Aeron. Astron. Sin.*, 2014, **35**(1): 13-28 (崔平远, 徐瑞, 朱圣英, 等. 深空探测器自主技术发展现状与趋势 [J]. 航空学报, 2014, **35**(1): 13-28)

[19] CASTANO A, FUKUNAGA A, BIESIADECKI J, *et al.* Automatic detection of dust devils and clouds on Mars [J]. *Mach. Vision Appl.*, 2008, **19**(5/6): 467-482

[20] ESTLIN T A, BORNSTEIN B J, GAINES D M, *et al.* AEGIS automated targeting for MER opportunity rover [J]. *Acm Trans. Intell. Syst. Tech.,* 2012, **3**(3): 1-16

[21] FRANCIS R, ESTLIN T, GAINES D, *et al.* AEGIS intelligent targeting deployed for the Curiosity Rover's ChemCam instrument [C]//Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, 2016

[22] FRANCIS R, Estlin T, Gaines D, *et al.* AEGIS autonomous targeting for the Curiosity rover's ChemCam instrument [C]//2016 IEEE Applied Imagery Pattern Recognition Workshop (AIPR). Washington D C: IEEE, 2016: 1-4

[23] GANKIDI P R, THANGAVELAUTHAM J. FPGA architecture for deep learning and its application to planetary robotics [C]//2017 IEEE Aerospace Conference. Big Sky MT: IEEE, 2017: 1-9